

# 几种湍流模型对超燃发动机冷态流场的数值模拟

陈 明

(厦门大学 航空系, 福建 厦门 361005)

**摘 要:** 对超燃发动机冷态流场进行了二维模拟, 详细分析其流场特性及各个参数之间的关系。为验证不同湍流模型对复杂超音速流场的预测能力, 分别使用  $k-\varepsilon$  湍流模型、RNG  $k-\varepsilon$  湍流模型和 SST 湍流模型对超燃发动机冷态流场进行模拟, 并与实验值进行了对比。结果表明, SST 湍流模型在激波位置、强度和壁面压力、温度分布上与实验值吻合最为良好。

**关键词:** 超燃发动机; 湍流模型; 数值模拟

**中图分类号:** V231.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-4801(2013)02-087-03

早在上世纪 50 年代, 研究人员就已经开始对超音速燃烧冲压发动机(Scramjet)的研究。与低速燃烧不同, 超音速燃烧还要取决于压缩空气的温度、激波强度等参数的影响。因此, 在超音速燃烧室设计、性能评价和超音速燃烧流场诊断以及高速流动与燃烧相互作用机理理解方面, 相关流场的计算模型和数值模拟手段至关重要。超音速燃烧室内流场结构复杂, 存在着激波系、膨胀波系、激波附面层相互干扰结构等, 化学非平衡效应强烈, 准确预测流场结构对湍流模型提出了更高的要求<sup>[1, 2]</sup>。

激波诱导燃烧指的是燃料和氧化剂通过激波压缩达到燃烧所需的温度和压力, 发生化学反应, 放出热量的过程。在澳大利亚昆士兰大学地面超燃实验设备的基础上, Odam<sup>[3, 4]</sup>等人从实验和计算方面开展了大量的工作。在这些工作的基础上, 本文使用商业 CFD 软件, 对激波诱导燃烧冷态流场进行了详细的模拟, 并与实验结果进行比较。

## 1 计算模型与数值方法

根据超音速燃烧室流动研究过程中的不同需要, 需要采用不同的计算方法来处理相关流场结果。为了理解超声速燃烧室壁面测得静压数据分布所包含的内部流场性质, 研究超声速燃烧的物理过程, “一维流场分析模型”被认为在超声速燃烧性能估算方面是一种有力的工具。这种模型建立在试验数据基础上, 只考虑变量在流向上的变化, 可以直观的分析流场结果, 计算量小。

本文简要的给出几种湍流模型的特点, 具体的模型参考文献[5]。

### 1.1 标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型

$k-\varepsilon$  是近 20 年来最受欢迎的双方程湍流模型之一。 $k$  是湍流脉动动能,  $\varepsilon$  是湍流脉动动能的耗散率, 其中, 湍流脉动动能是通过精确的方程推导得到, 而耗散率是通过物理推理, 数学上模拟相似原型方程得到的。

### 1.2 RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型

与标准  $k-\varepsilon$  模型相比, RNG  $k-\varepsilon$  在  $\varepsilon$  方程中加了一个条件, 考虑到了湍流漩涡, 有效的改善了精度。标准  $k-\varepsilon$  模型是一种高雷诺数的模型, RNG 理论提供了一个考虑低雷诺数流动粘性的解析公式。这些公式的效用依靠正确的对待近壁区域。

### 1.3 SST 湍流模型

Menter 的  $k-\omega$  SST 模型通过混合函数  $F_1$  将  $k-\omega$  和  $k-\varepsilon$  模型结合起来, 通过混合函数  $F_2$  改进了涡粘系数在壁面逆压区的计算结果, 充分发挥了  $k-\varepsilon$  模型对自由流和  $k-\omega$  模型对壁面受限流动问题的处理特长。

## 2 实验模型和计算模型

### 2.1 实验模型

本文采用澳大利亚 Hyshot 超燃发动机的设计<sup>[3]</sup>为模板。选取这个发动机的主要原因是因为其几何结构的简单性, 而且也能反映超燃发动机的典型工作原理和工况。由于目前的模拟是针对没有燃烧的情况, 为了缩短模拟时间, 做二维假设。

图 1 为超燃发动机模型的横截面。图 2 为超燃发动机模型的 3D 视图, 其中两侧面在进气道方向均设有“V”形状的开口。模型全长为 625 mm,

**作者简介:** 陈明(1986—), 硕士研究生, 研究方向: 超燃冲压发动机的数值模拟。

宽 75 mm。其中,进气道的长度为 180 mm,进口位置的偏转角为  $9^\circ$ ,在 135 mm 位置的偏转角为  $12^\circ$ 。燃烧段长度为 250 mm,喉道宽度为 24 mm。在距进气道入口 95 mm 的位置上,上下表面各有 4 个氢气喷口,每个喷口直径为 2 mm,与进气道壁面的夹角为  $45^\circ$ 。

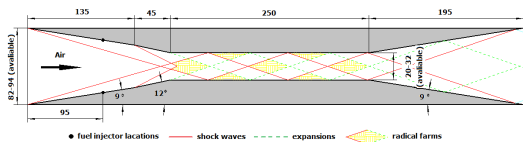


图 1 超燃发动机模型的横截面

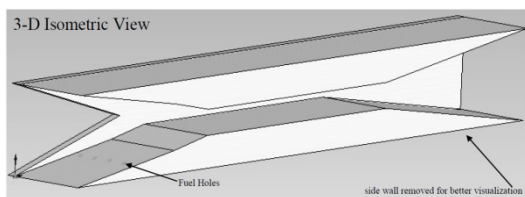


图 2 超燃发动机模型的 3D 视图

## 2.2 计算模型

本文使用 CFX 软件对上述发动机进行了二维冷流状态下的数值模拟。鉴于 Hyshot 超燃发动机对称的几何造型,如图 2 所示,计算域选取了一半以减少计算时间。计算域的进出口设置了超声速进出口边界条件,上部设置了对称边界条件,底部壁面设置了无滑移和绝热边界条件。



图 3 计算采用的网格

计算采用的网格如图 3 所示,共使用 74774 个四边形网格。由于存在激波在固体壁面反射的现象,所以边界层的厚度和流动状态对流场模拟准确性起到很大的作用,约 40% 网格布置在湍流边界层内,最贴近壁面的网格高度约为  $2.4 \mu\text{m}$ ,图 4 为 3 种湍流模型在壁面处 YPLUS 的比较,可以看出,除了入口段的前部和部分激波反射壁面,壁面的 YPLUS 普遍在 1 以内。这样的网格布置满足了采用 NS 方程精确解析壁面附近边界层强速度梯度,强温度梯度的要求。

初始条件参考文献[6],入口马赫数为  $Ma=6.25$ ,速度  $v=2766 \text{ m/s}$ ,压力  $P=10230 \text{ Pa}$ ,温度  $T=487 \text{ K}$ 。

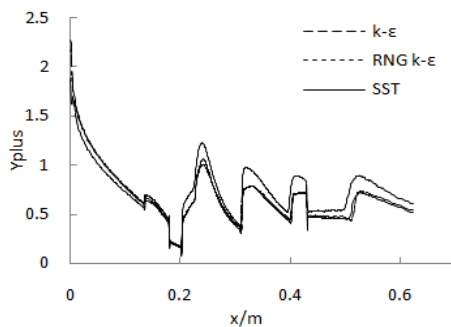


图 4 三种湍流模型在壁面处 YPLUS 的比较

## 3 计算结果分析

图 5 为 SST 湍流模型的压力分布图,从图中可以看出进气段包含前后两道较弱的斜激波,这样设置可以降低由一道强激波所造成的总压和总温损失。这两道斜激波与在喉道产生的膨胀波相互作用、交汇,形成一个复杂的流场,之后激波和膨胀波逐渐减弱,向下游处传播。

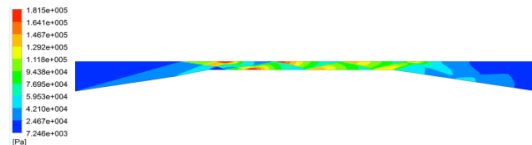


图 5 SST 湍流模型的压力分布图

图 6 为 3 种不同湍流模型  $x$  方向壁面压力的计算值与实验值的对比。可以看出,在入口段,计算值与实验值符合的较好,但是在  $x=0.2 \text{ m}$  处,计算结果有一个明显的膨胀波,而在实验值中却没有这种体现。这个差异可能导致了在后面的波系中,计算值的压力峰值要比实验结果的偏低。

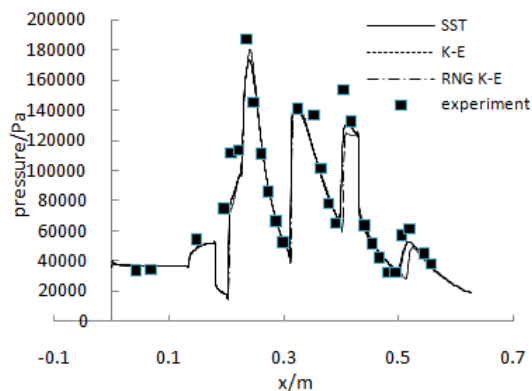


图 6 3 种不同湍流模型  $x$  方向壁面压力的计算值与实验值的对比

SST 湍流模型与  $k-\epsilon$  湍流模型在对压力分布的计算上,与实验值吻合较好,而 RNG  $k-\epsilon$  湍流模型在激波的位置和峰值的计算上,出现了比较

大的偏差, 这与文献[6]的结果一致。

#### 4 结论

本文分别应用标准  $k-\varepsilon$  湍流模型、RNG  $k-\varepsilon$  湍流模型、SST 湍流模型模拟了二维超音速燃烧

室冷态流场。结果表明对该燃烧室该工况的计算中, 三者对压力、温度的计算结果相差比较显著, 其中 SST 湍流模型与实验值吻合最为良好。

#### 参考文献:

- [1] 王成鹏, 杨永阳, 刘晨. 超燃燃烧室流场计算方法比较分析[J]. 航空动力学报, 2009(5).
- [2] GAO ZhenXun, LEE ChunHian. A numerical study of turbulent combustion characteristics in a combustion chamber of a scramjet engine[J]. SCIENCE CHINA Technological Sciences, 2010(8).
- [3] Odam, J. Scramjet Experiments Using Radical Farming[D]. Univ. of Queensland, Brisbane, Australia, 2004.
- [4] Odam, J. Paull, A. Radical Farming in Scramjets[J]. New Res. in Num. and Exp. Fluid Mech, 2007(5):276–283.
- [5] Stephen B. Pope. Turbulent Flows[M]. Cambridge University Press, 2000.
- [6] Jason B. Star. Numerical Simulation of Scramjet Combustion in a Shock Tunnel[A]. 43rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit[C], 2005.
- [7] Fei Xing. Numerical Simulation of Shock-Induced-Combustion in Three-Dimensional HyShot Scramjet Model [A]. 50<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting[C], 2012.